

#2

GAU:  
EXAMINER:

SERIAL NO: NEW APPLICATION

FOR: BLADE STRUCTURE IN A GAS TURBINE

## REQUEST FOR PRIORITY

JC760 U.S. PTO  
10/022770  
12/20/01

☐ Full benefit of the filing date of U.S. Application Serial Number \_\_\_\_\_, filed \_\_\_\_\_, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.

☐ Full benefit of the filing date of U.S. Provisional Application Serial Number \_\_\_\_\_, filed \_\_\_\_\_, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e).

☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

<u>COUNTRY</u>	<u>APPLICATION NUMBER</u>	<u>MONTH/DAY/YEAR</u>
JAPAN	2001-005724	January 12, 2001

☒ are submitted herewith

☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

☐ were filed in prior application Serial No. \_\_\_\_\_ filed \_\_\_\_\_


☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number \_\_\_\_\_  
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.

☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. \_\_\_\_\_ filed \_\_\_\_\_ ; and

☐ (B) Application Serial No.(s) \_\_\_\_\_  
☐ are submitted herewith

☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,  
MAIER & NEUSTADT, P.C.

  
C. Irvin McClelland  
Registration No. 21,124



22850

Tel. (703) 413-3000  
Fax. (703) 413-2220  
(OSMMN 10/98)

日 本 国 特 許 庁  
JAPAN PATENT OFFICE



別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出 願 年 月 日

Date of Application:

2001年 1月12日

出 願 番 号

Application Number:

特願2001-005724

出 願 人

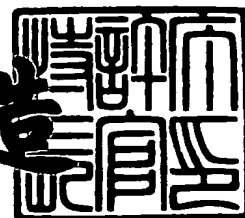
Applicant(s):

三菱重工業株式会社

2001年 8月 3日

特 許 庁 長 官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

及 川 耕 造



出証番号 出証特2001-3069885

【書類名】 特許願

【整理番号】 200003112

【提出日】 平成13年 1月12日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 F01D 5/14

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

【氏名】 伊藤 栄作

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

【氏名】 秋田 栄司

【特許出願人】

【識別番号】 000006208

【氏名又は名称】 三菱重工業株式会社

【代理人】

【識別番号】 100089118

【弁理士】

【氏名又は名称】 酒井 宏明

【選任した代理人】

【識別番号】 100110560

【弁理士】

【氏名又は名称】 松下 恵三

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 036711

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

特 2 0 0 1 - 0 0 5 7 2 4

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 9902892

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 ガスタービンにおける翼構造

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼のチップと前記ケーシングとの間にはクリアランスを有するガスタービンにおいて、

チップクリアランスを有する前記動翼の後段側の前記静翼であって、前記静翼のチップ部の前縁インクルーディング角が前記静翼のチップ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 2】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼のチップと前記ケーシングとの間にはクリアランスを有するガスタービンにおいて、

チップクリアランスを有する前記動翼の後段側の前記静翼であって、前記静翼のチップ部の入口メタル角が前記静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 3】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼のチップと前記ケーシングとの間にはクリアランスを有するガスタービンにおいて、

チップクリアランスを有する前記動翼の後段側の前記静翼であって、前記静翼のチップ部の前縁インクルーディング角が前記静翼のチップ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大であり、また、前記静翼のチップ部の入口メタル角が前記静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 4】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼の上流側の前記ロータ側からシールエアが流出しているガスタービンにおいて、

前記動翼のハブ部の前縁インクルーディング角が前記動翼のハブ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大である、ことを特徴とするガスタービンに

おける翼構造。

【請求項 5】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼の上流側の前記ロータ側からシールエアが流出しているガスタービンにおいて、

前記動翼のハブ部の入口メタル角が前記動翼のハブ部以外の部分の入口メタル角よりも小である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 6】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼の上流側の前記ロータ側からシールエアが流出しているガスタービンにおいて、

前記動翼のハブ部の前縁インクルーディング角が前記動翼のハブ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大であり、また、前記動翼のハブ部の入口メタル角が前記動翼のハブ部以外の部分の入口メタル角よりも小である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 7】 ケーシングに円環に配列された静翼と、ロータに円環に配列された動翼とを備え、前記動翼のチップと前記ケーシングとの間にはクリアランスを有するガスタービンにおいて、

チップクリアランスを有する前記動翼のチップ部のコード長が前記動翼のチップ部以外の部分の最小コード長よりも大である、ことを特徴とするガスタービンにおける翼構造。

【請求項 8】 前記静翼のチップ部には、前記動翼のチップ部との干渉を避けるための逃げ部が設けられている、ことを特徴とする請求項 7 に記載のガスタービンにおける翼構造。

【請求項 9】 前記静翼のチップ部の逃げ部は、前記静翼のチップ部の入口メタル角が前記静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小であって、前記静翼のチップ部の入口メタル角が前記静翼の背面側に向いている、ことを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンにおける翼構造。

【発明の詳細な説明】

【 0 0 0 1 】

【発明の属する技術分野】

この発明は、ガスタービンにおける翼構造に係り、特に、圧力損失を小さく抑えることにより、タービン効率の向上が図られるガスタービンにおける翼構造に関するものである。

【 0 0 0 2 】

【従来の技術】

ガスタービンについて、図 1 6 を参照して説明する。ガスタービンは、一般に、ケーシング（翼環ないし車室など）1 に円環に配列された複数段の静翼 2、3 と、ロータ（ハブないしベースなど）4 に円環に配列された複数段の動翼 5 とを備える。なお、図 1 6 は、ある段の動翼 5 と、その動翼 5 と同段（燃焼ガス 6 の流入側）の静翼 2 と、その動翼 5 の次段（燃焼ガス 6 の流出側）の静翼 3 とが図示されている。

【 0 0 0 3 】

そして、前記ガスタービンにおいては、圧力損失が大きいと、タービン効率が低下するので、圧力損失を小さく抑えて、タービン効率を向上させることが重要である。

【 0 0 0 4 】

【発明が解決しようとする課題】

（フリースタンディング動翼における次段静翼のチップ部の課題）

ところが、図 1 6 に示すように、ある段の動翼 5 においては、その動翼 5 のチップ 7 とケーシング 1 との間にクリアランス 8 を有する、いわゆる、フリースタンディング動翼の場合がある。このフリースタンディング動翼 5 の場合には、下記の課題がある。

【 0 0 0 5 】

すなわち、図 1 7 に示すように、燃焼ガス 6 の主流（図 1 7 中、実線矢印にて示す）は、動翼 5 と動翼 5 との間を通過して、次段の静翼 3 側に流れる。一方、動翼 5 のチップ 7 とケーシング 1 との間のクリアランス 8 においては、燃焼ガス 6 の主流と別個の漏れ流れ 9（図 1 7 中、破線矢印にて示す）が発生している。

【 0 0 0 6 】

前記漏れ流れ 9 が発生するメカニズムは、動翼 5 の腹面 1 0 側の圧力が動翼 5

の背面 1 1 側の圧力よりも高いので、この圧力差により、腹面 1 0 側から背面 1 1 側への漏れ流れ 9 が発生するのである。

## 【 0 0 0 7 】

前記漏れ流れ 9 は、図 1 7 に示すように、次段の静翼 3 のチップ部前縁 1 2 において背面 1 3 側にインシデンス角  $i c$  で流れる。この漏れ流れ 9 は、静翼 3 の腹面 1 4 側に流れる燃焼ガス 6 の主流と逆の流れとなる。

## 【 0 0 0 8 】

このために、静翼 3 のチップ部前縁 1 2 の腹面 1 4 側においては、渦流 1 5 ( 図 1 7 中、実線螺旋矢印にて示す) が発生する。この渦流 1 5 が発生すると、圧力損失となる。燃焼ガス 6 の主流が静翼 3 の腹面 1 4 側から剥離する場合もある。なお、図 1 7 中において、符号  $\beta c$  は静翼 3 のチップ部における入口メタル角である。同じく、符号  $\theta c$  は静翼 3 のチップ部における前縁インクルーディング角である。同じく、符号 2 2 は静翼 3 のチップ部前縁 1 2 とチップ部後縁 2 3 を結ぶキャンバー線である。

## 【 0 0 0 9 】

前記漏れ流れ 9 のインシデンス角  $i c$  と圧力損失とは、図 1 8 中の実線の曲線で示す相対関係にある。なお、図 1 8 中の実線の曲線は、図 1 7 に示す静翼 3 のチップ部の前縁インクルーディング角  $\theta c$  の場合におけるものである。

## 【 0 0 1 0 】

ここで、圧力損失が最低 ( 図 1 8 中の点 P 1 を参照) となるように、静翼 3 のチップ部の前縁インクルーディング角  $\theta c$  が設計されている。しかしながら、上記のように、漏れ流れ 9 が発生し、その漏れ流れ 9 のインシデンス角  $i c$  が大きいと、圧力損失も大きくなる ( 図 1 8 中の点 P 2 を参照) 。この圧力損失が大きくなると、その分、タービン効率が低下することとなる。

## 【 0 0 1 1 】

( 動翼のハブ部の課題)

また、図 1 6 に示すように、ある段の動翼 5 の上流側のロータ 4 側からシールエア 1 6 ( 図 1 6 中、二点鎖線矢印にて示す) が流出している。このシールエア 1 6 が流出していると、下記の課題がある。



## 【 0 0 1 2 】

すなわち、前記シールエア 1 6 は、ノズルなどにより絞られずに、ただ単に動翼 5 の高さ方向（タービンの半径方向）にそのまま流出している。一方、動翼 5 は、ロータ 4 と共に、白抜き矢印方向に回転している。このために、シールエア 1 6 の流出と動翼 5 の回転との相対関係により、シールエア 1 6 は、図 1 7 に示すように、動翼 5 のハブ部前縁 1 7 において背面 1 1 側にインシデンス角  $i_s$  で流れる。

## 【 0 0 1 3 】

このように、動翼 5 のハブ部前縁 1 7 においても、前記静翼 3 のチップ部前縁 1 2 と同様に、図 1 7 および図 1 8 に示すように、シールエア 1 6 のインシデンス角  $i_s$  が大きくなると、圧力損失が大きくなって、その分、タービン効率が低下することとなる。

## 【 0 0 1 4 】

なお、この動翼 5 のハブ部の課題は、前記のフリースタンディング動翼以外にシュラウド動翼などにもある。また、図 1 7 中において、符号  $\beta_s$  は動翼 5 のハブ部における入口メタル角である。同じく、符号  $\theta_s$  は動翼 5 のハブ部における前縁インクルーディング角である。同じく、符号 2 4 は動翼 5 のハブ部前縁 1 7 とハブ部後縁 2 5 を結ぶキャンバー線である。

## 【 0 0 1 5 】

（フリースタンディング動翼のチップ部の課題）

さらに、ある段の動翼 5 がフリースタンディング動翼の場合には、下記の課題がある。

## 【 0 0 1 6 】

すなわち、前記の図 1 7 に示すように、フリースタンディング動翼 5 のチップ 7 とケーシング 1 との間のクリアランス 8 においては、動翼 5 の腹面 1 0 側から背面 1 1 側への漏れ流れ 9 が発生している。

## 【 0 0 1 7 】

すると、図 1 9 (B) に示すように、実線の曲線にて示す設計上のマッハ数分布が破線の曲線にて示す実際のマッハ数分布となる。このために、動翼 5 のチッ

ブ部 1 8 の背面 1 1 において、中間部から後縁 1 9 にかけての減速は、設計上のマッハ分布 G 1 に比較して、実際のマッハ分布 G 2 の方が大きい。

【 0 0 1 8 】

減速が大きいと、図 1 9 (A) に示すように、動翼 5 のチップ部 1 8 の背面 1 1 において、中間部から後縁 1 9 にかけての部分の境界層（斜線が施されている部分） 2 0 は、肥大する。このために、圧力損失が大きくなって、その分、タービン効率が低下することとなる。なお、図 1 9 中において、符号 2 1 は動翼 5 のチップ部 1 8 の前縁である。

【 0 0 1 9 】

この発明は、圧力損失を小さく抑えることにより、タービン効率の向上が図られるガスタービンにおける翼構造を提供することを目的とする。

【 0 0 2 0 】

【課題を解決するための手段】

上記の目的を達成するために、請求項 1 にかかる発明は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼であって、その静翼のチップ部の前縁インクルーディング角を、その静翼のチップ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大きくした、ことを特徴とする。

【 0 0 2 1 】

この結果、請求項 1 にかかる発明は、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる（図 1 8 中の破線の曲線を参照）。その分、圧力損失を小さくすることができる（図 1 8 中の点 P 3 を参照）ので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 2 2 】

また、請求項 2 にかかる発明は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼であって、その静翼のチップ部の入口メタル角を、その静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小さくした、ことを特徴とする。

【 0 0 2 3 】

この結果、請求項 2 にかかる発明は、入口メタル角を小さくすることにより、インシデンス角を小さくすることができる（図 1 8 中の点 P 4 を参照）。その分

、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【 0 0 2 4 】

また、請求項 3 にかかる発明は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼であって、その静翼のチップ部の前縁インクルーディング角を、その静翼のチップ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大きくし、また、その静翼のチップ部の入口メタル角を、その静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小さくした、ことを特徴とする。

## 【 0 0 2 5 】

この結果、請求項 3 にかかる発明は、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、請求項 1 にかかる発明と同様に、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【 0 0 2 6 】

また、請求項 3 にかかる発明は、入口メタル角を小さくすることにより、請求項 2 にかかる発明と同様に、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【 0 0 2 7 】

このように、請求項 3 にかかる発明は、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角を小さくすることができる作用との相乗作用により、さらに、圧力損失を小さくすることができ（図 1 8 中の点 P 5 を参照）、タービン効率を向上させることができる。

## 【 0 0 2 8 】

また、請求項 4 にかかる発明は、動翼のハブ部の前縁インクルーディング角を、その動翼のハブ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大きくした、ことを特徴とする。

## 【 0 0 2 9 】

この結果、請求項 4 にかかる発明は、前縁インクルーディング角を大きくする

ことにより、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる（図 1 8 中の破線の曲線を参照）。その分、圧力損失を小さくすることができる（図 1 8 中の点 P 3 を参照）ので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 0 】

また、請求項 5 にかかる発明は、動翼のハブ部の入口メタル角を、その動翼のハブ部以外の部分の入口メタル角よりも小さくした、ことを特徴とする。

【 0 0 3 1 】

この結果、請求項 5 にかかる発明は、入口メタル角を小さくすることにより、インシデンス角を小さくすることができる（図 1 8 中の点 P 4 を参照）。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 2 】

また、請求項 6 にかかる発明は、動翼のハブ部の前縁インクルーディング角を、その動翼のハブ部以外の部分の前縁インクルーディング角よりも大きくし、また、動翼のハブ部の入口メタル角を、その動翼のハブ部以外の部分の入口メタル角よりも小さくした、ことを特徴とする。

【 0 0 3 3 】

この結果、請求項 6 にかかる発明は、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、請求項 4 にかかる発明と同様に、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 4 】

また、請求項 6 にかかる発明は、入口メタル角を小さくすることにより、請求項 5 にかかる発明と同様に、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 5 】

このように、請求項 6 にかかる発明は、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角を小さくすることができる作用と

の相乗作用により、さらに、圧力損失を小さくすることができ（図 1 8 中の点 P 5 を参照）、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 6 】

また、請求項 7 にかかる発明は、チップクリアランスを有する動翼のチップ部のコード長を、その動翼のチップ部以外の部分の最小コード長よりも大きくした、ことを特徴とする。

【 0 0 3 7 】

この結果、請求項 7 にかかる発明は、動翼のチップ部のコード長を大きくすることにより、動翼のチップ部の背面において、中間部から後縁にかけての減速が小さくすることができる（図 1 2 （B）中の G 4 を参照）。すると、境界層の肥大化を抑えることができるので、圧力損失を小さくすることができ、その分、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 3 8 】

また、請求項 8 にかかる発明は、静翼のチップ部に、動翼のチップ部との干渉を避けるための逃げ部を、設けたことを特徴とする。

【 0 0 3 9 】

この結果、請求項 8 にかかる発明は、動翼のチップ部のコード長を大きくしても、相互に隣り合う動翼のチップ部と静翼のチップ部とが相互に干渉する虞がない。

【 0 0 4 0 】

また、請求項 9 にかかる発明は、静翼のチップ部の逃げ部として、静翼のチップ部の入口メタル角を、静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小さくして、静翼のチップ部の入口メタル角を、静翼の背面側に向けた、ことを特徴とする。

【 0 0 4 1 】

この結果、請求項 9 にかかる発明は、静翼のチップ部の入口メタル角が静翼の背面側に向いているので、動翼のチップ部のコード長を大きくしても、相互に隣り合う動翼のチップ部と静翼のチップ部とが相互に干渉する虞がない。

【 0 0 4 2 】

また、請求項 9 にかかる発明は、静翼のチップ部の入口メタル角が静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小さいので、インシデンス角を小さくすることができる（図 1 8 中の点 P 4 を参照）。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 4 3 】

【発明の実施の形態】

以下、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態の 7 例を図 1 ～図 1 5 を参照して説明する。なお、この実施の形態によりこのガスタービンにおける翼構造が限定されるものではない。

【 0 0 4 4 】

（実施の形態 1 の説明）

図 1 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 1 を示す説明図である。図中、図 1 6 ～図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 4 5 】

この実施の形態 1 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 にかかるものである。この静翼 3 のチップ部（チップ部断面）の前縁インクルーディング角  $\theta_{c1}$  を、その静翼 3 のチップ部以外の部分（ハブ～ミーン部断面）の前縁インクルーディング角よりも大きくする。たとえば、約  $5^{\circ}$  以上大きくする。

【 0 0 4 6 】

この実施の形態 1 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 のチップ部において、前縁インクルーディング角  $\theta_{c1}$  を大きくすることにより、図 1 8 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その結果、図 1 8 中の点 P 3 に示すように、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 4 7 】

（実施の形態 2 の説明）

図 2 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 2 を示す

説明図である。図中、図 1、図 1 6 ～ 図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 4 8 】

この実施の形態 2 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 にかかるものである。この静翼 3 のチップ部（チップ部断面）の入口メタル角  $\beta_{c1}$  を、その静翼 3 のチップ部以外の部分（ハブ～ミーン部断面）の入口メタル角よりも小さくする。すなわち、前記静翼 3 のチップ部断面の入口メタル角  $\beta_{c1}$  を、ハブ～ミーン部断面の入口メタル角と比較して、たとえば約  $10^\circ$  背面 1 3 側に向ける。

【 0 0 4 9 】

この実施の形態 2 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 のチップ部において、入口メタル角  $\beta_{c1}$  を小さくすることにより、図 1 8 中の点 P 4 に示すように、インシデンス角  $i_{c1}$  を小さくすることができる。この結果、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 5 0 】

（実施の形態 3 の説明）

図 3 および図 4 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 3 を示す説明図である。図中、図 1、図 2、図 1 6 ～ 図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 5 1 】

この実施の形態 3 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 にかかるものである。この静翼 3 のチップ部（チップ部断面）の前縁インクルーディング角  $\theta_{c1}$  を、その静翼 3 のチップ部以外の部分（ハブ～ミーン部断面）の前縁インクルーディング角よりも大きくする。たとえば、約  $5^\circ$  以上大きくする。

【 0 0 5 2 】

また、この静翼 3 のチップ部（チップ部断面）の入口メタル角  $\beta_{c1}$  を、その静翼 3 のチップ部以外の部分（ハブ～ミーン部断面）の入口メタル角よりも小さくする。すなわち、前記静翼 3 のチップ部断面の入口メタル角  $\beta_{c1}$  を、ハブ～

ミーン部断面の入口メタル角と比較して、たとえば約  $10^\circ$  背面 13 側に向ける。

【0053】

この実施の形態 3 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 のチップ部において、前縁インクルーディング角  $\theta_{c1}$  を大きくすることにより、図 18 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その結果、図 18 中の点 P3 に示すように、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【0054】

また、この実施の形態 3 における翼構造は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼 3 のチップ部において、入口メタル角  $\beta_{c1}$  を小さくすることにより、図 18 中の点 P4 に示すように、インシデンス角  $i_{c1}$  を小さくすることができる。この結果、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【0055】

特に、この実施の形態 3 における翼構造は、図 18 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角  $i_{c1}$  を小さくすることができる作用との相乗作用により、図 18 中の点 P5 に示すように、さらに、圧力損失を小さくすることができ、タービン効率を向上させることができる。

【0056】

(実施の形態 4 の説明)

図 5 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 1 を示す説明図である。図中、図 1～図 4、図 16～図 19 と同符号は同一のものを示す。

【0057】

この実施の形態 4 における翼構造は、フリースタンディング動翼やシュラウド動翼などの動翼 5 にかかるものである。この動翼 5 のハブ部（ハブ部断面）の前



縁インクルーディング角  $\theta s 1$  を、その動翼 5 のハブ部以外の部分（チップ～ミーン部断面）の前縁インクルーディング角よりも大きくする。たとえば、約  $5^{\circ}$  以上大きくする。

【 0 0 5 8 】

この実施の形態 4 における翼構造は、動翼 5 のハブ部において、前縁インクルーディング角  $\theta s 1$  を大きくすることにより、図 1 8 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その結果、図 1 8 中の点 P 3 に示すように、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 5 9 】

（実施の形態 5 の説明）

図 6 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 5 を示す説明図である。図中、図 1 ～図 5、図 1 6 ～図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 6 0 】

この実施の形態 5 における翼構造は、フリースタンディング動翼やシュラウド動翼などの動翼 5 にかかるものである。この動翼 5 のハブ部（ハブ部断面）の入口メタル角  $\beta s 1$  を、その動翼 5 のハブ部以外の部分（チップ～ミーン部断面）の入口メタル角よりも小さくする。すなわち、前記動翼 5 のハブ部断面の入口メタル角  $\beta s 1$  を、チップ～ミーン部断面の入口メタル角と比較して、たとえば約  $10^{\circ}$  背面 1 1 側に向ける。

【 0 0 6 1 】

この実施の形態 5 における翼構造は、動翼 5 のハブ部において、入口メタル角  $\beta s 1$  を小さくすることにより、図 1 8 中の点 P 4 に示すように、インシデンス角  $i s 1$  を小さくすることができる。この結果、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【 0 0 6 2 】

（実施の形態 6 の説明）

図 7 および図 8 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形

態 6 を示す説明図である。図中、図 1 ～図 6、図 1 6 ～図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

#### 【 0 0 6 3 】

この実施の形態 6 における翼構造は、フリースタンディング動翼やシュラウド動翼などの動翼 5 にかかるものである。この動翼 5 のハブ部（ハブ部断面）の前縁インクルーディング角  $\theta_{s1}$  を、その動翼 5 のハブ部以外の部分（チップ～ミーン部断面）の前縁インクルーディング角よりも大きくする。たとえば、約  $5^\circ$  以上大きくする。

#### 【 0 0 6 4 】

また、この動翼 5 のハブ部（ハブ部断面）の入口メタル角  $\beta_{s1}$  を、その動翼 5 のハブ部以外の部分（チップ～ミーン部断面）の入口メタル角よりも小さくする。すなわち、前記動翼 5 のハブ部断面の入口メタル角  $\beta_{s1}$  を、チップ～ミーン部断面の入口メタル角と比較して、たとえば約  $10^\circ$  背面 1 1 側に向ける。

#### 【 0 0 6 5 】

この実施の形態 6 における翼構造は、動翼 5 のハブ部において、前縁インクルーディング角  $\theta_{s1}$  を大きくすることにより、図 1 8 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その結果、図 1 8 中の点 P 3 に示すように、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

#### 【 0 0 6 6 】

また、この実施の形態 6 における翼構造は、動翼 5 のハブ部において、入口メタル角  $\beta_{s1}$  を小さくすることにより、図 1 8 中の点 P 4 に示すように、インシデンス角  $i_{s1}$  を小さくすることができる。この結果、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

#### 【 0 0 6 7 】

特に、この実施の形態 6 における翼構造は、図 1 8 中の破線の曲線に示すように、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角  $i_{s1}$  を小さくすることができる作用との相乗作用により、図 1 8 中の点 P 5 に示すように、さらに、圧力損失を小さくすることができ、タービン効率

を向上させることができる。

#### 【 0 0 6 8 】

(実施の形態 7 の説明)

図 9 ～ 図 1 2 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の実施の形態 7 を示す説明図である。図中、図 1 ～ 図 8、図 1 6 ～ 図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

#### 【 0 0 6 9 】

この実施の形態 7 における翼構造は、フリースタンディング動翼 5 にかかるものである。この動翼 5 のチップ部 1 8 (チップ部 1 8 断面) のコード長 2 6 を、その動翼 5 のチップ部以外の部分 (ハブ～ミーン部断面) の最小コード長よりも大きくする。すなわち、チップ部 1 8 断面のコード長 2 6 を、ミーン断面のコード長と同等以上とする (従来と比べて、ピッチ／コード比を大きくする)。

#### 【 0 0 7 0 】

図 9 は、動翼 5 のスタッキング形状を示した断面の説明図である。この図 9 ～ 図 1 1 において、符号 5 0 および実線にて示すスタッキング形状は、チップを示す。また、符号 5 1 および一点鎖線にて示すスタッキング形状は、ハブから高さ 7 5 % の位置のものを示す。さらに、符号 5 2 および二点鎖線にて示すスタッキング形状は、ミーンを示す。さらにまた、符号 5 3 および三点鎖線にて示すスタッキング形状は、ハブから高さ 2 5 % の位置のものを示す。最後に、符号 5 4 および破線にて示すスタッキング形状は、ハブを示す。

#### 【 0 0 7 1 】

この実施の形態 6 における翼構造は、動翼 5 のチップ部 1 8 のコード長 2 6 を大きくすることにより、図 1 2 (B) 中の G 4 に示すように、動翼 5 のチップ部 1 8 の背面 1 1 において、中間部から後縁 1 9 にかけての減速が小さくすることができる。

#### 【 0 0 7 2 】

すなわち、図 1 2 (B) および図 1 9 (B) のマッハ数分布において、実線曲線にて囲まれた部分の面積 (斜線が施された部分の面積であって、圧力差) S を一定とした場合。この場合において、動翼 5 のチップ部 1 8 のコード長 2 6 を大

きくすると、マッハ数分布の面積  $S$  が図 1 9 (B) に示す縦長から図 1 2 (B) に示す横長となる。この結果、減速が図 1 9 (B) に示す  $G 2$  から図 1 2 (B) に示す  $G 4$  と小さくなる。これにより、境界層の肥大化を抑えることができるので、圧力損失を小さくすることができ、その分、タービン効率を向上させることができる。

## 【 0 0 7 3 】

(変形例の説明)

図 1 3 ～ 図 1 5 は、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造の変形例を示す。図中、図 1 ～ 図 1 2、図 1 6 ～ 図 1 9 と同符号は同一のものを示す。

## 【 0 0 7 4 】

まず、図 1 3 に示す変形例は、前記実施の形態 7 の変形例であって、静翼 2、3 のチップ部に、動翼 5 のチップ部 1 8 との干渉を避けるための逃げ部 2 7 を、設ける。

## 【 0 0 7 5 】

この図 1 3 に示す変形例は、動翼 5 のチップ部 1 8 のコード長 2 6 を大きくしても、相互に隣り合う動翼 5 のチップ部 1 8 と静翼 2、3 のチップ部とが相互に干渉する虞がない。なお、図 1 3 中の二点鎖線は、従来の翼構造を示す。

## 【 0 0 7 6 】

つぎに、図 1 4 (B) に示す変形例は、前記実施の形態 7 の変形例であって、静翼 3 のチップ部の逃げ部として、静翼 3 のチップ部の入口メタル角  $\beta c 1$  を、静翼 3 のチップ部以外の部分 (ハブ～ミーン部) の入口メタル角よりも小さくする。すなわち、図 2、図 3 および図 4 に示すように、静翼 3 のチップ部の入口メタル角  $\beta c 1$  を、静翼 3 の背面 1 3 側に向ける。なお、動翼 5 と同段の静翼 2 についても同様に構成しても良い。

## 【 0 0 7 7 】

この図 1 4 (B) に示す変形例は、静翼 3 のチップ部の入口メタル角  $\beta c 1$  が静翼 3 の背面 1 3 側に向いているので、静翼 3 の軸方向の幅  $W 1$  が図 1 4 (A) に示す従来の翼構造の幅  $W 2$  よりも小さくすることができる。この結果、動翼 5 のチップ部 1 8 のコード長 2 6 を大きくして、動翼 5 の軸方向の幅  $W 3$  が従来の

幅W4よりも大きくなったとしても、動翼5と静翼3との幅W5が従来の幅W6とさほど変わらない。これにより、動翼5のチップ部18のコード長26を大きくしても、相互に隣り合う動翼5のチップ部18と静翼3のチップ部とが相互に干渉する虞がない。

## 【0078】

また、この図14(B)に示す変形例は、静翼3のチップ部の入口メタル角 $\beta_{c1}$ が静翼3のチップ部以外のハブ～ミーン部の入口メタル角よりも小さいので、図18中の点P4に示すように、インシデンス角 $i_{c1}$ を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0079】

そして、この発明にかかる翼構造は、図15(A)に示すように、チップ部18に中空部28を有する冷却動翼29にも適用できる。また、この発明にかかる翼構造は、図15(B)に示すように、チップ部18がケーシング1のテーパに沿ったテーパ30を有する動翼31にも適用できる。

## 【0080】

## 【発明の効果】

以上から明らかなように、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項1）は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼のチップ部において、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0081】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項2）は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼のチップ部において、入口メタル角を小さくすることにより、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0082】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項3）は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼のチップ部において、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、請求項1にかかる発明と同様に、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0083】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項3）は、チップクリアランスを有する動翼の後段側の静翼のチップ部において、入口メタル角を小さくすることにより、請求項2にかかる発明と同様に、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0084】

さらに、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項3）は、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角を小さくすることができる作用との相乗作用により、さらに、圧力損失を小さくすることができ、タービン効率を向上させることができる。

## 【0085】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項4）は、動翼のハブ部において、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0086】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項5）は、動翼のハブ部において、入口メタル角を小さくすることにより、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0087】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項6）は、動翼のハブ部において、前縁インクルーディング角を大きくすることにより、請求項4

にかかる発明と同様に、インシデンス角と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0088】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項6）は、動翼のハブ部において、入口メタル角を小さくすることにより、請求項5にかかる発明と同様に、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

## 【0089】

さらに、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項6）は、インシデンス角と圧力損失の相対関係の曲線が緩やかになる作用と、インシデンス角を小さくすることができる作用との相乗作用により、さらに、圧力損失を小さくすることができ、タービン効率を向上させることができる。

## 【0090】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項7）は、動翼のチップ部のコード長を大きくすることにより、動翼のチップ部の背面において、中間部から後縁にかけての減速が小さくすることができる。すると、境界層の肥大化を抑えることができるので、圧力損失を小さくすることができ、その分、タービン効率を向上させることができる。

## 【0091】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項8）は、静翼のチップ部に、動翼のチップ部との干渉を避けるための逃げ部を、設けたものである。このために、請求項8にかかる発明は、動翼のチップ部のコード長を大きくしても、相互に隣り合う動翼のチップ部と静翼のチップ部とが相互に干渉する虞がない。

## 【0092】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項9）は、静翼のチップ部の入口メタル角が静翼の背面側に向いているので、動翼のチップ部のコード長を大きくしても、相互に隣り合う動翼のチップ部と静翼のチップ部とが相

互に干渉する虞がない。

【 0 0 9 3 】

また、この発明にかかるガスタービンにおける翼構造（請求項 9）は、静翼のチップ部の入口メタル角が静翼のチップ部以外の部分の入口メタル角よりも小さいので、インシデンス角を小さくすることができる。その分、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 1 を示す静翼のチップ部断面の説明図である。

【図 2】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 2 を示す静翼のチップ部断面の説明図である。

【図 3】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 3 を示す静翼のチップ部断面の説明図である。

【図 4】

同じく、静翼の斜視図である。

【図 5】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 4 を示す動翼のハブ部断面の説明図である。

【図 6】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 5 を示す動翼のハブ部断面の説明図である。

【図 7】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 6 を示す動翼のハブ部断面の説明図である。

【図 8】

同じく、動翼の斜視図である。



【図 9】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 7 を示す動翼のスタッキング形状の断面説明図である。

【図 1 0】

図 9 における X 矢視図である。

【図 1 1】

図 9 における X I 矢視図である。

【図 1 2】

(A) はコード長を示す動翼のハブ部断面の説明図、(B) は (A) の動翼によるマッハ数分布の説明図である。

【図 1 3】

この発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 7 の変形例を示す説明図である。

【図 1 4】

(A) は従来の翼構造を示す動翼および静翼の断面の説明図、(B) はこの発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 7 の変形例を示す動翼および静翼の断面の説明図である。

【図 1 5】

(A) はこの発明のガスタービンにおける翼構造の実施の形態 7 の変形例を示す冷却動翼の説明図、(B) は同じくテーパを有する動翼の説明図である。

【図 1 6】

従来の翼構造を示す動翼および静翼の説明図である。

【図 1 7】

従来の翼構造を示す動翼および静翼の断面の説明図である。

【図 1 8】

インシデンス角と圧力損失との相対関係を示した説明図である。

【図 1 9】

(A) は従来の翼構造を示す動翼のハブ部断面の説明図、(B) は (A) の動翼によるマッハ数分布の説明図である。

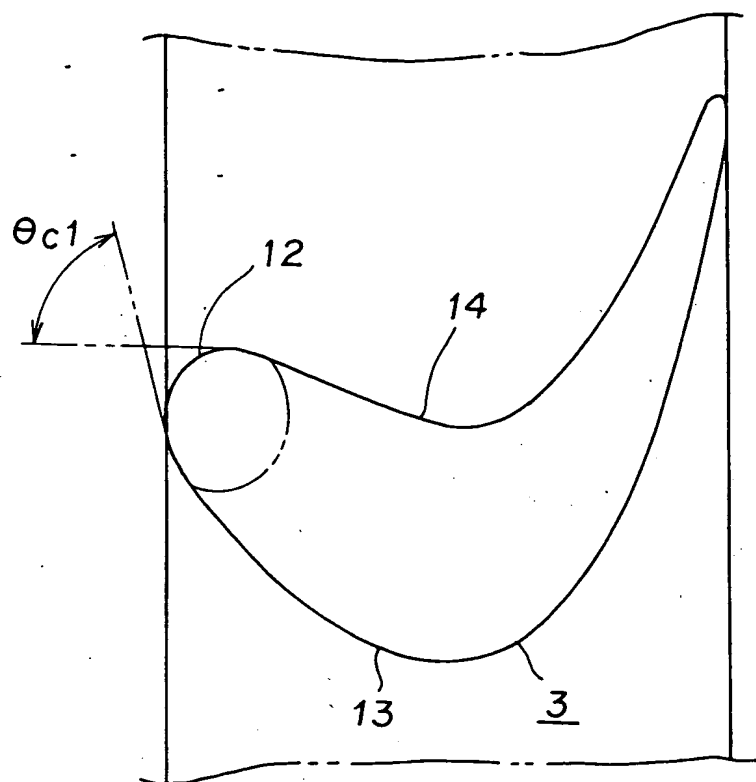
【符号の説明】

- 1 ケーシング
- 2、3 静翼
- 4 ロータ
- 5 動翼
- 6 燃焼ガス
- 7 動翼のチップ
- 8 クリアランス
- 9 漏れ流れ
- 10 動翼の腹面
- 11 動翼の背面
- 12 静翼のチップ部前縁
- 13 静翼の背面
- 14 静翼の腹面
- 15 渦流
- 16 シールエア
- 17 動翼のハブ部前縁
- 18 動翼のチップ部
- 19 動翼のチップ部の後縁
- 20 境界層
- 21 動翼のチップ部の前縁
- 22 静翼のキャンバー線
- 23 静翼のチップ部後縁
- 24 動翼のキャンバー線
- 25 動翼のハブ部後縁
- 26 動翼のチップ部のコード長
- 27 静翼の逃げ部
- 28 中空部
- 29 冷却動翼

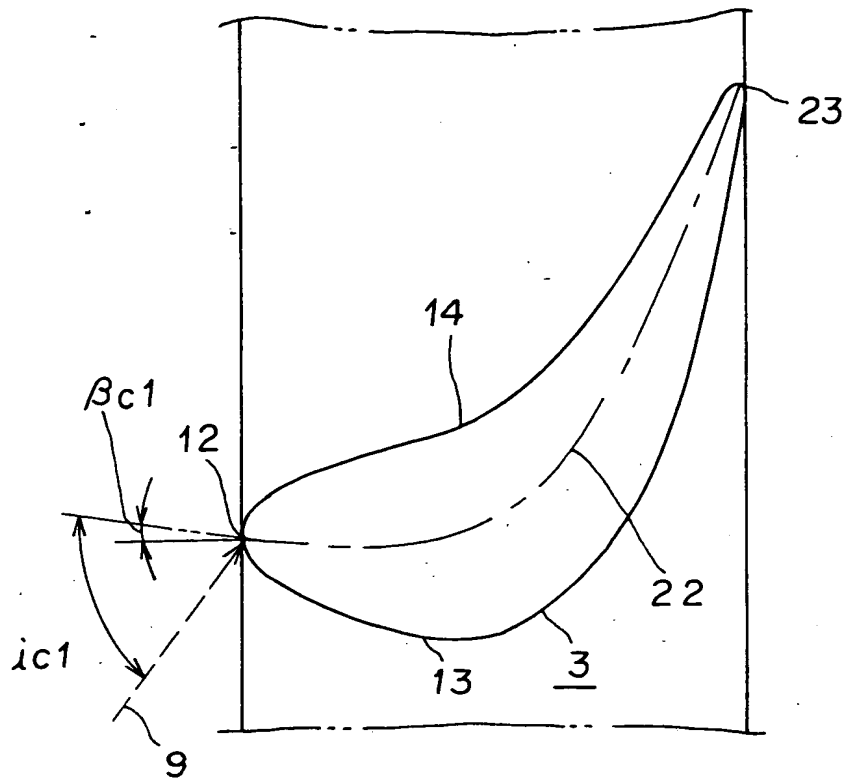
- 3 0 テーパ
- 3 1 テーパ動翼
- 5 0 動翼のチップ
- 5 1 動翼のハブから高さ 7 5 % の位置のもの
- 5 2 動翼のミーン
- 5 3 動翼のハブから高さ 2 5 % の位置のもの
- 5 4 動翼のハブ
- i c 1 静翼のインシデンス角
- i s 1 動翼のインシデンス角
- $\beta$  c 1 静翼の入口メタル角
- $\beta$  s 1 動翼の入口メタル角
- $\theta$  c 1 静翼のインクルーディン角
- $\theta$  s 1 動翼のインクルーディン角

【書類名】 図面

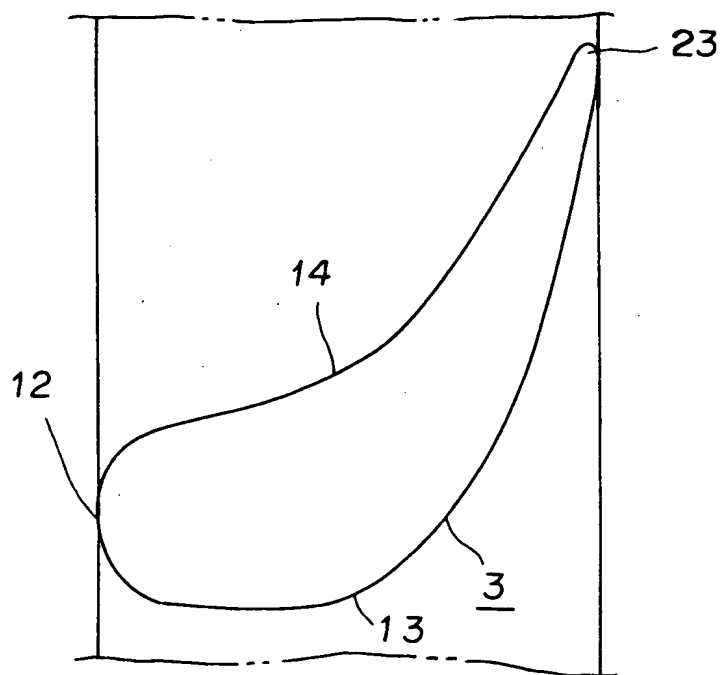
【図 1】



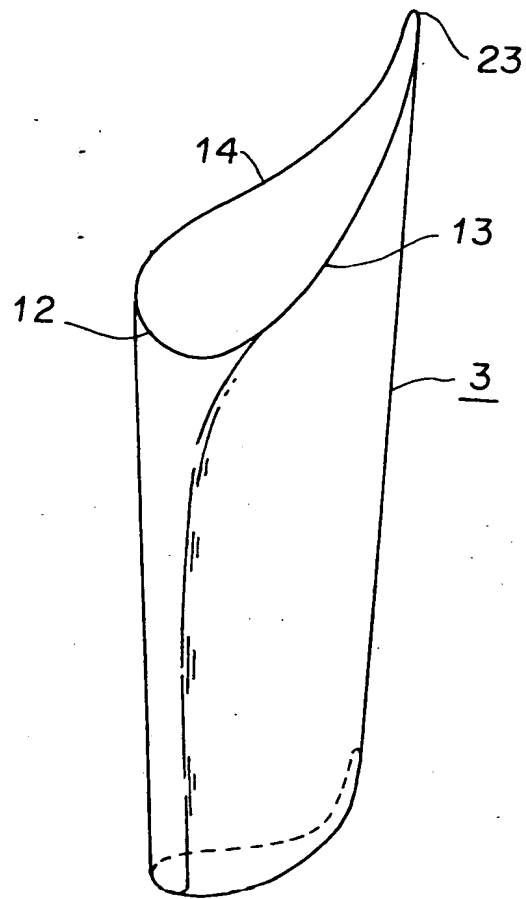
【図 2】



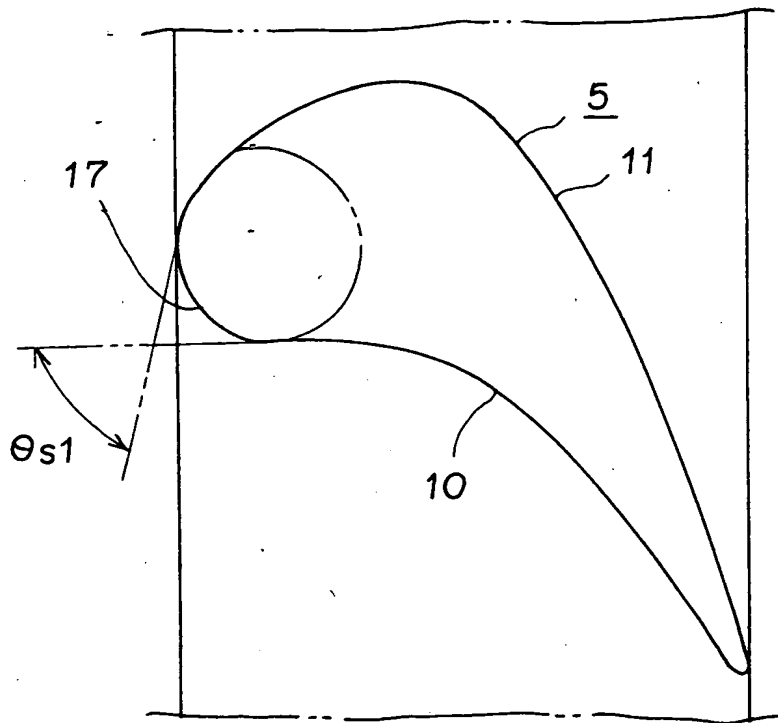
【図 3】



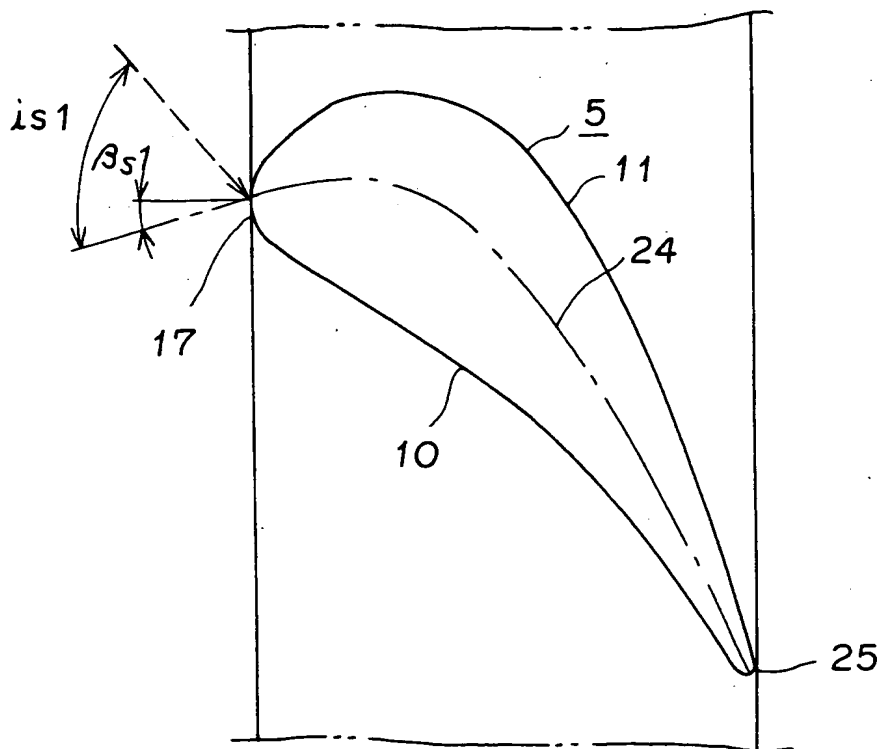
【図4】



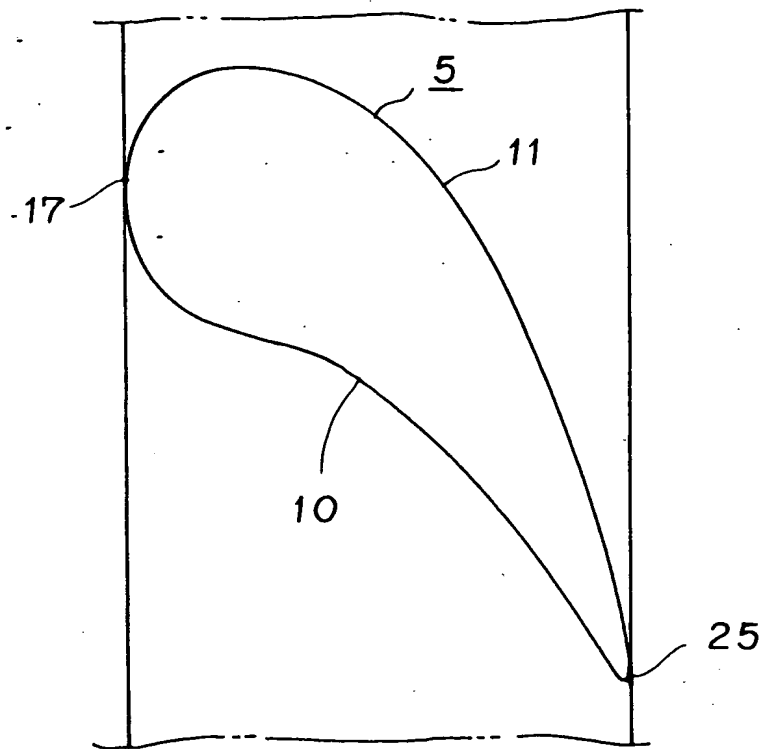
【図 5】



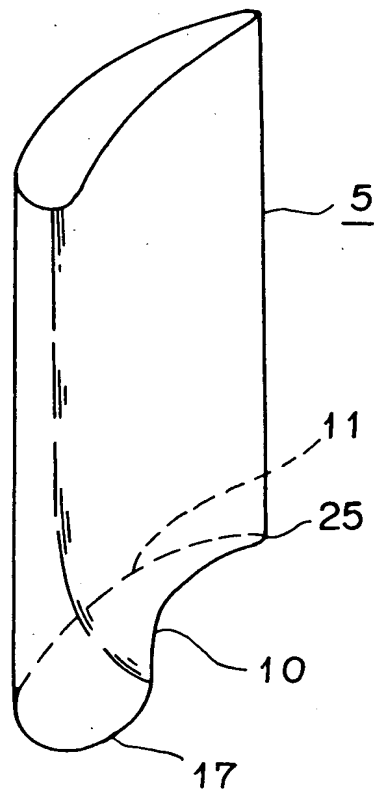
【図 6】



【図 7】

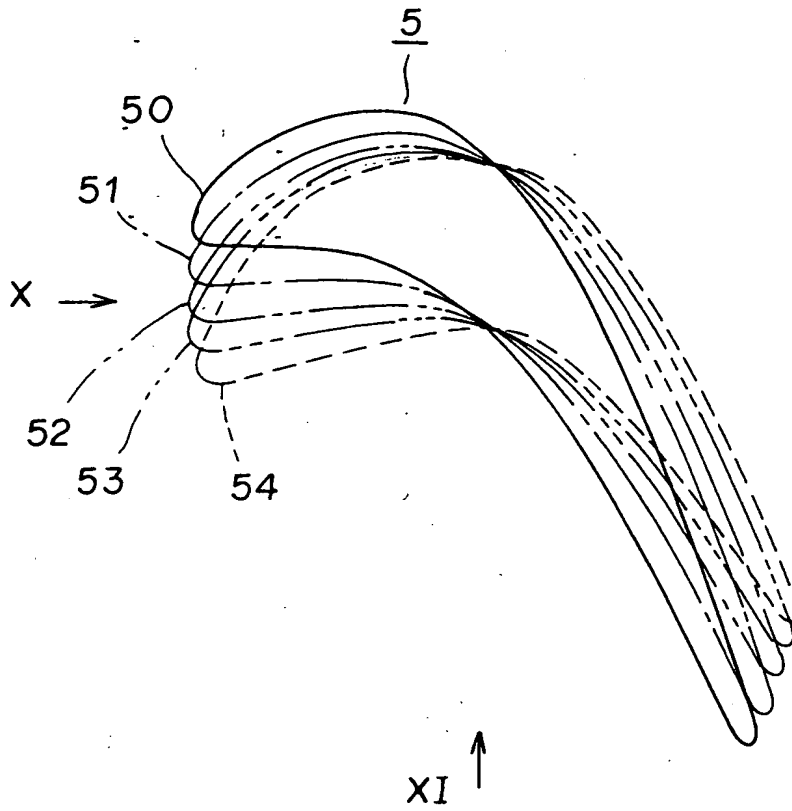


【図 8】

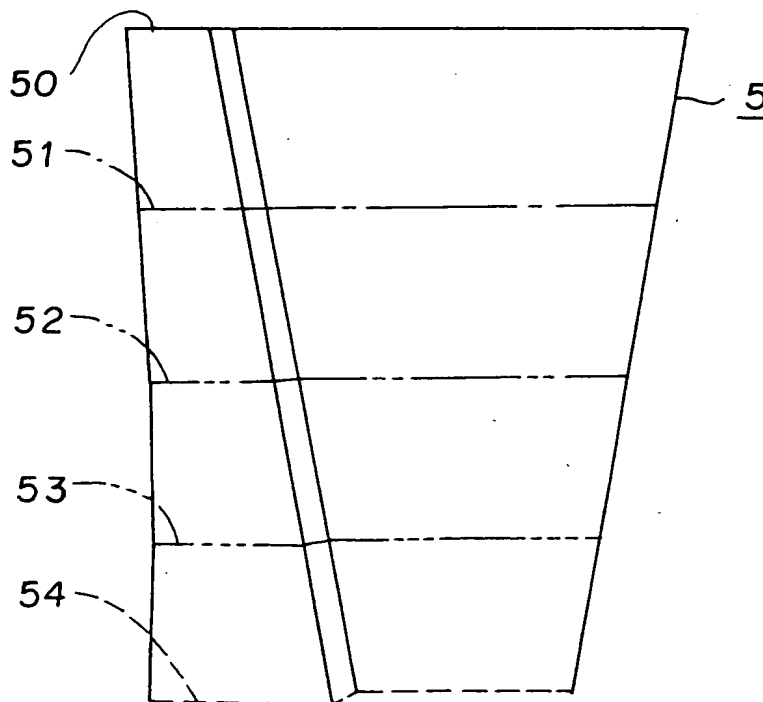




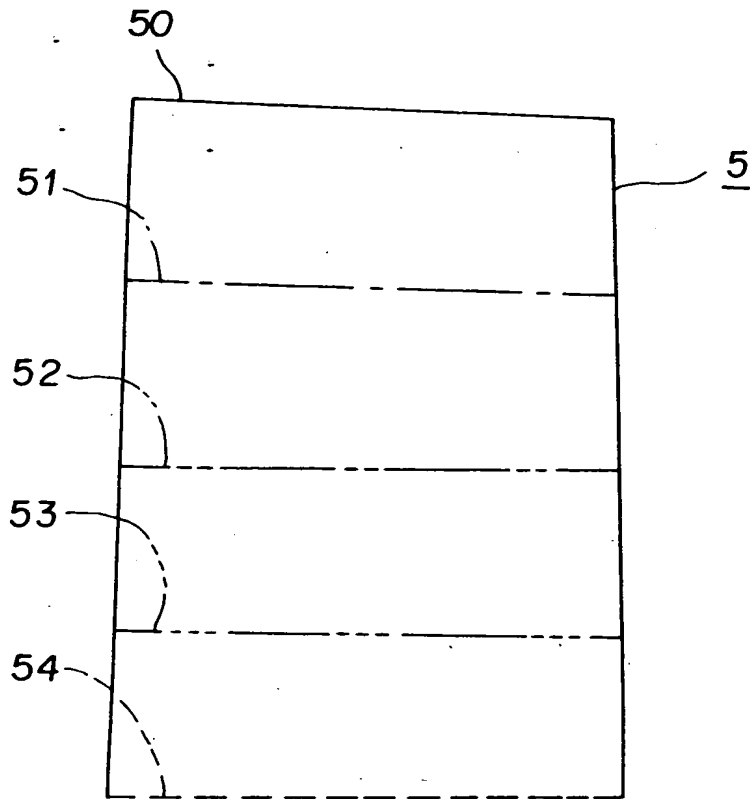
【図 9】



【図 10】

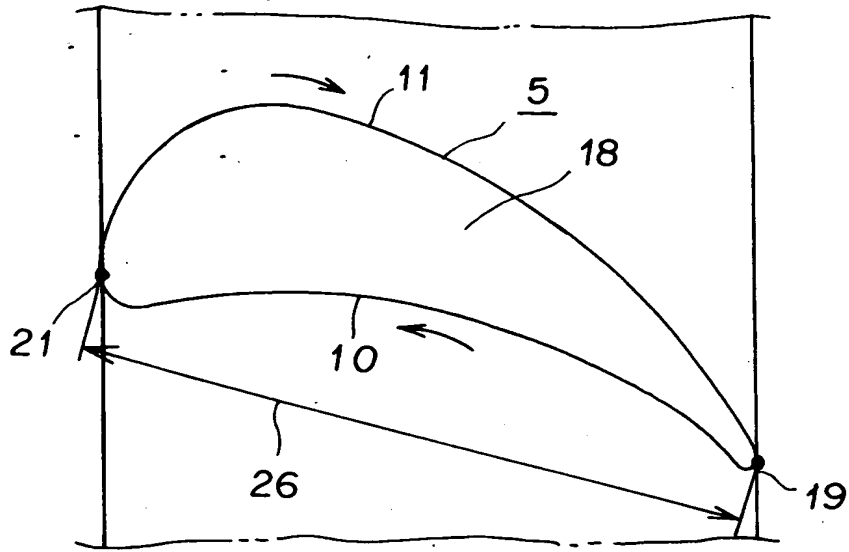


【図 1 1】

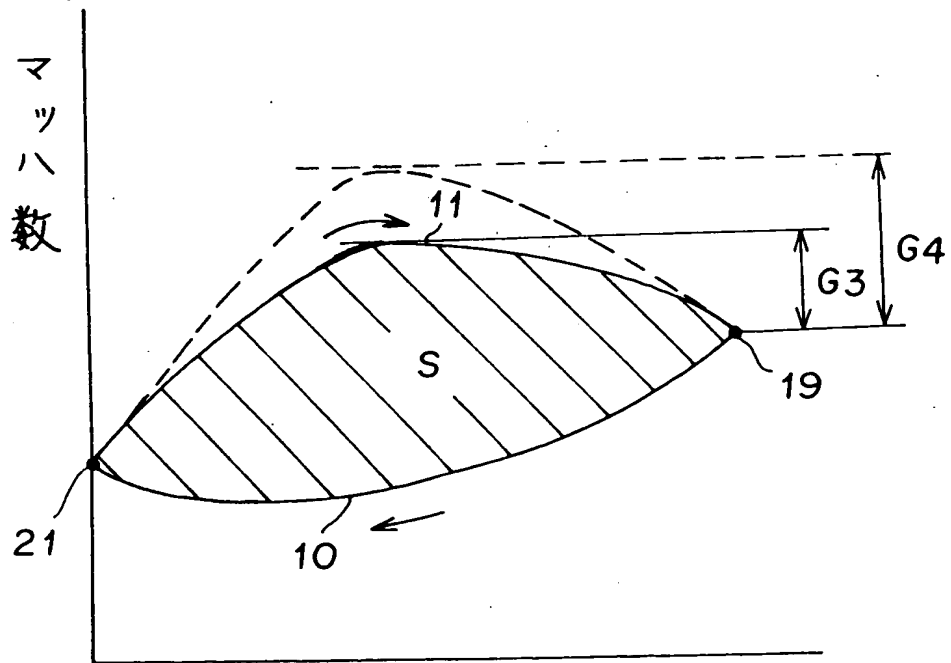


【図12】

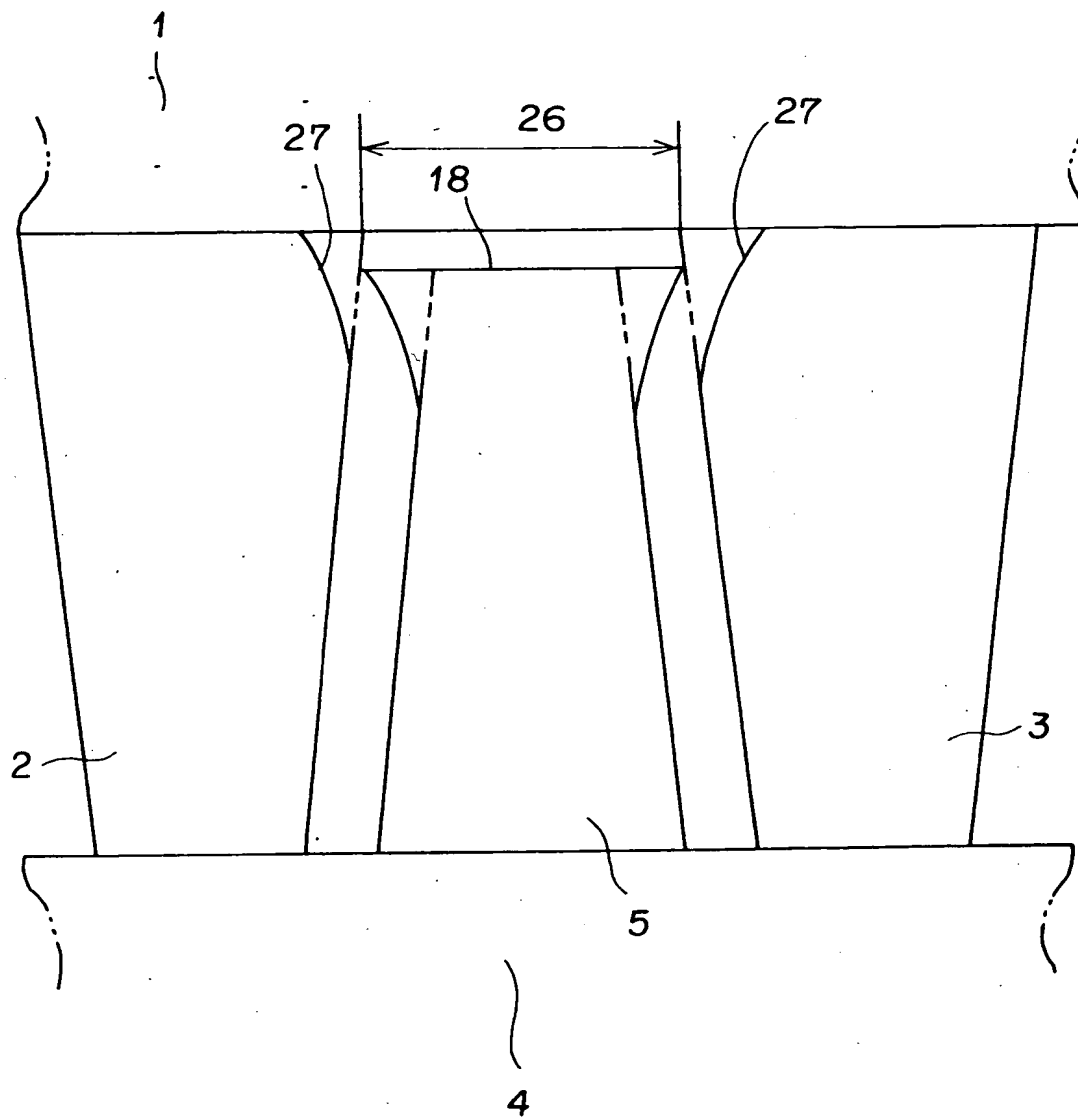
(A)



(B)

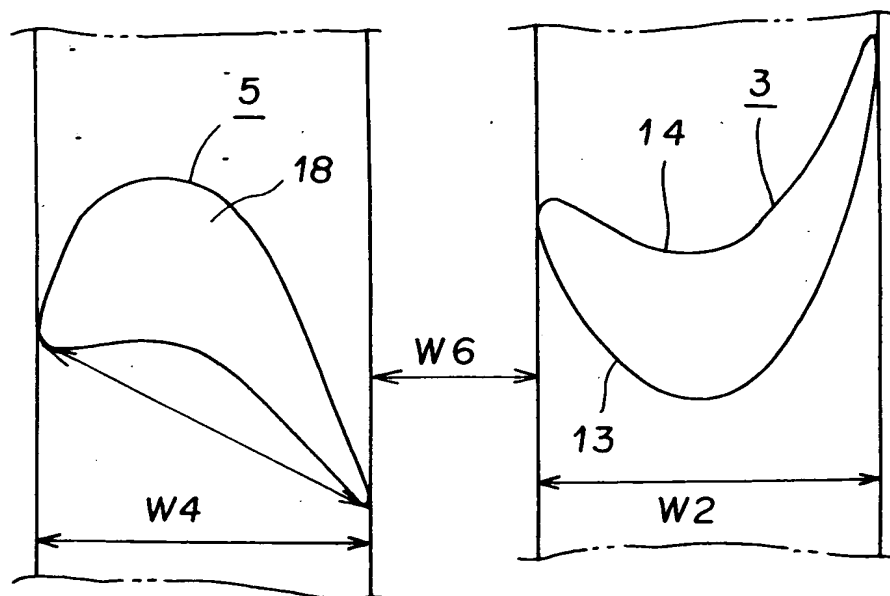


【図13】

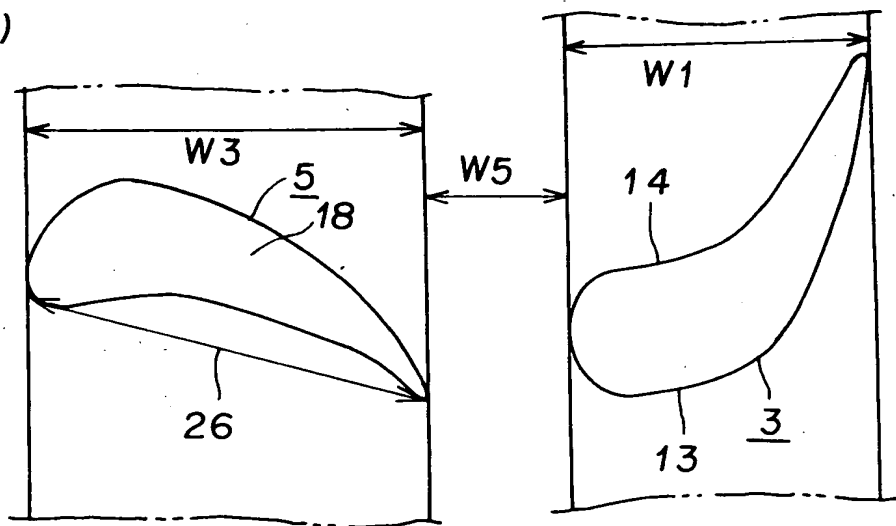


【図 14】

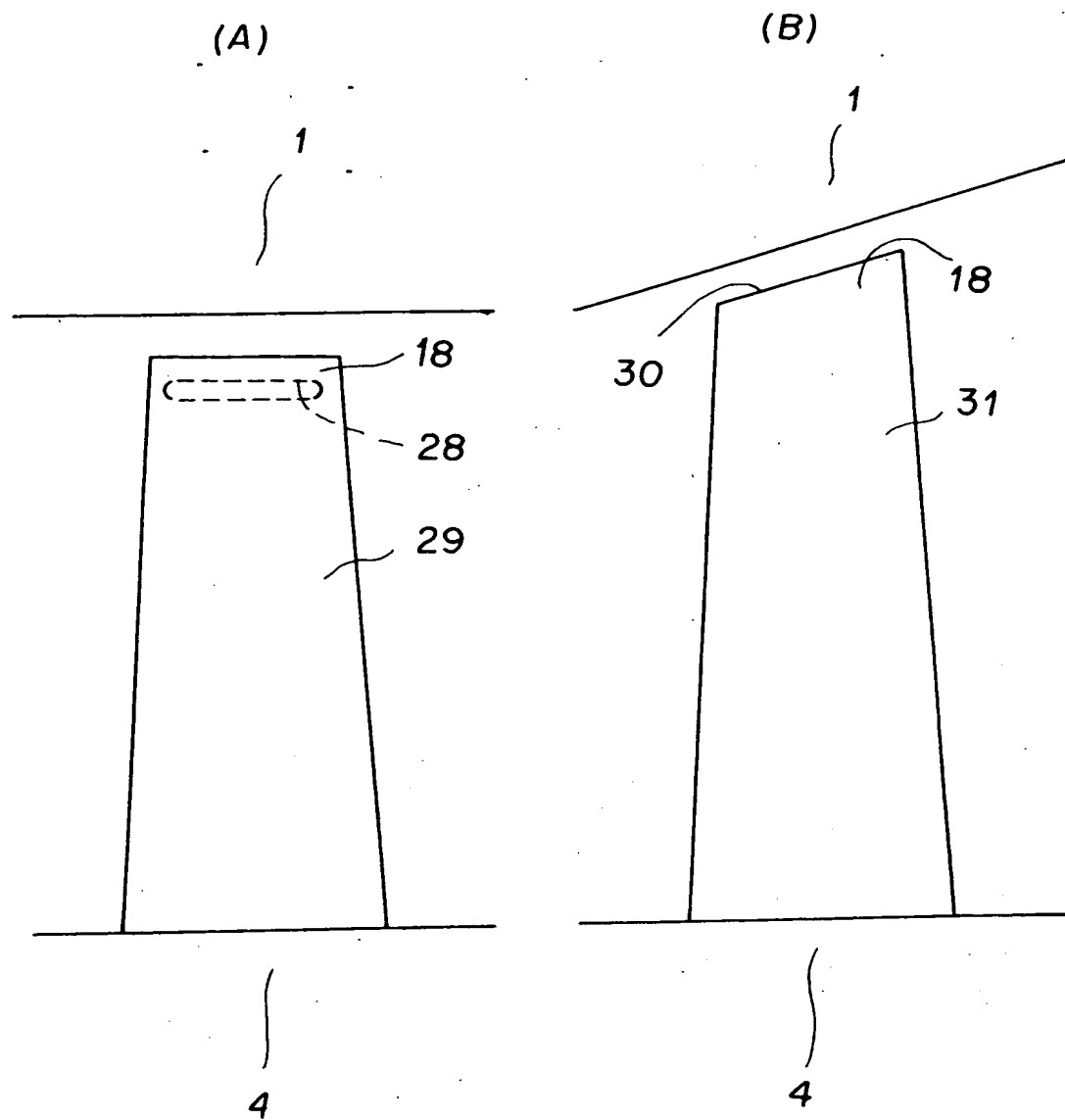
(A)



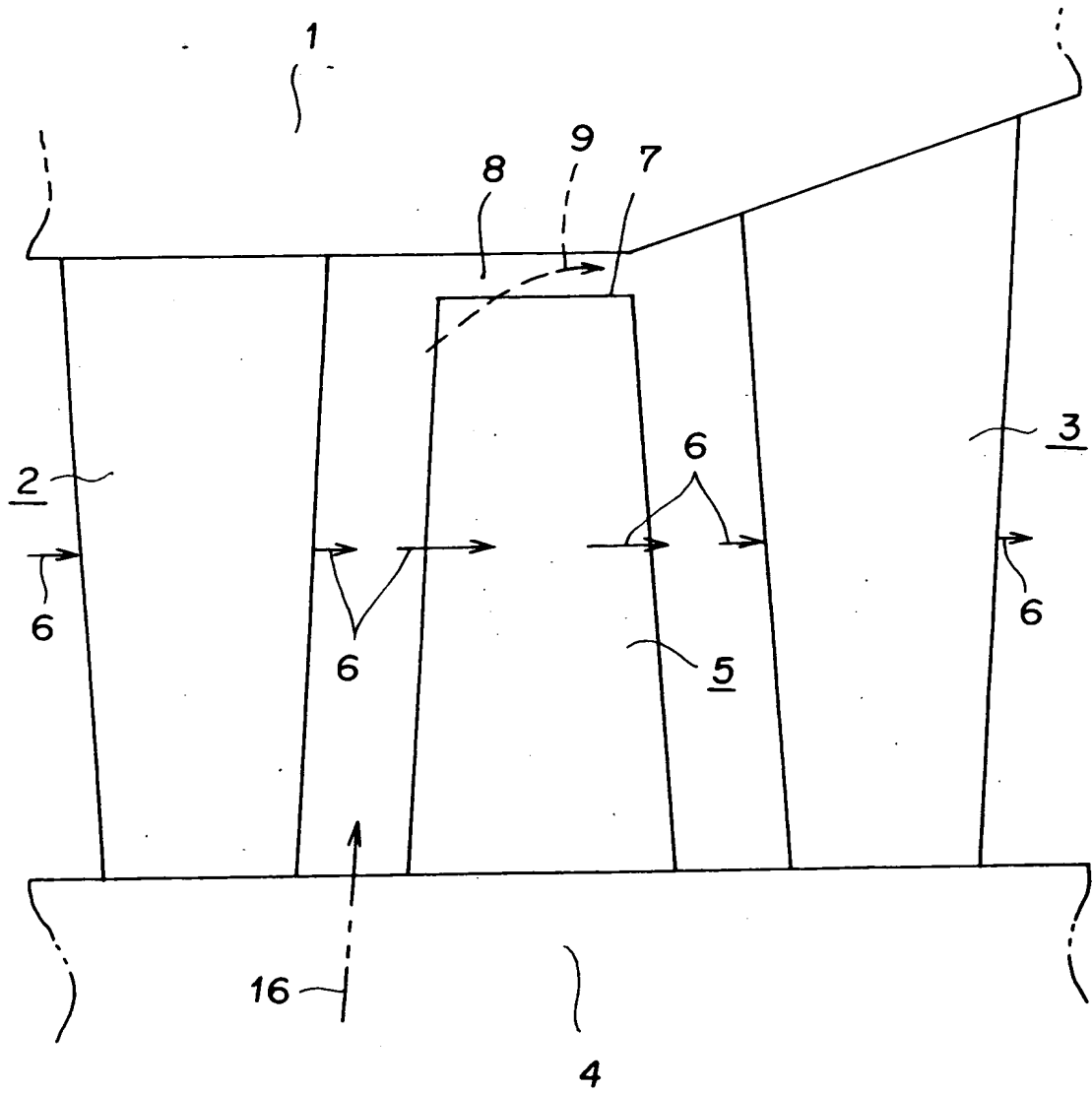
(B)



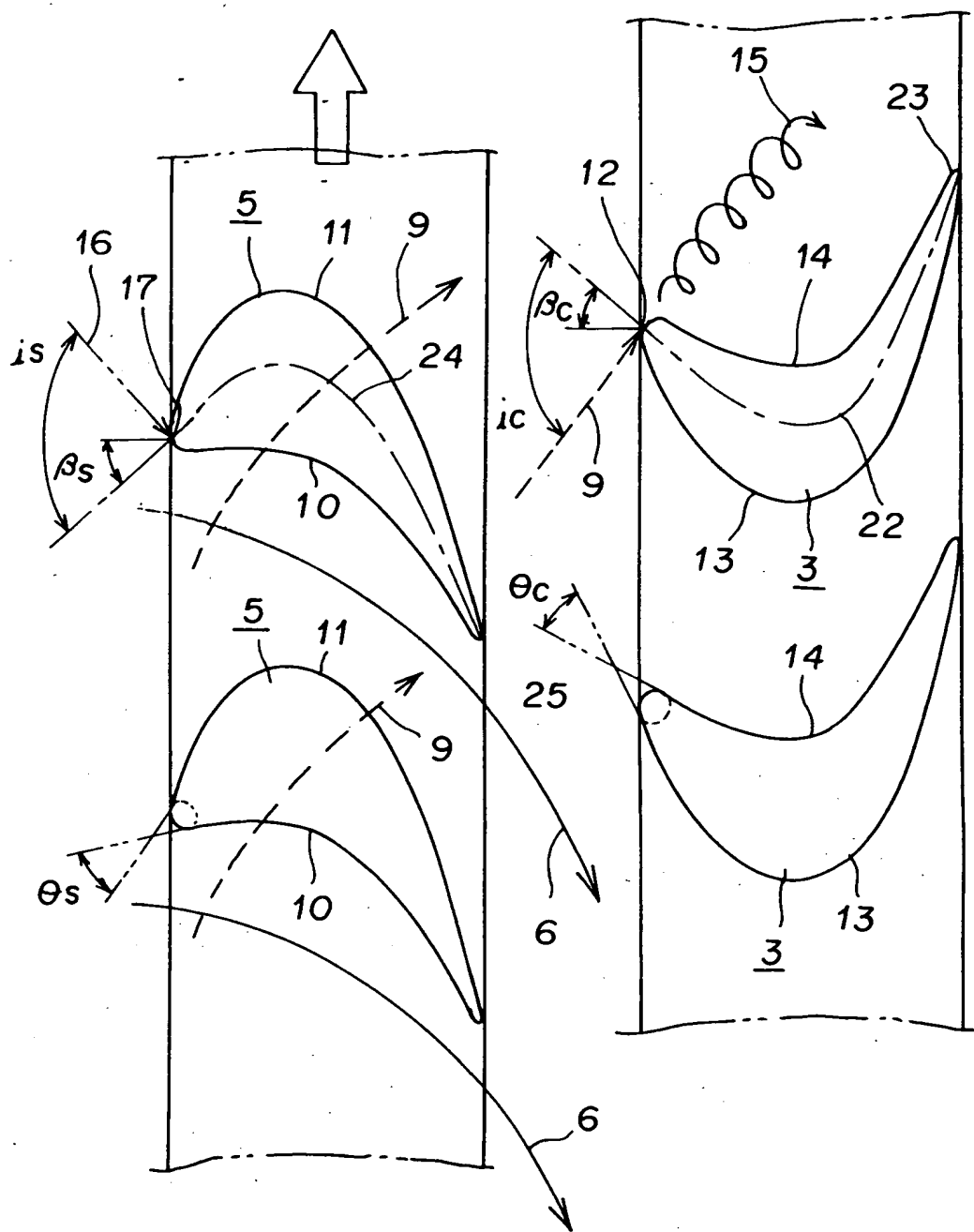
【図 15】



【図 16】

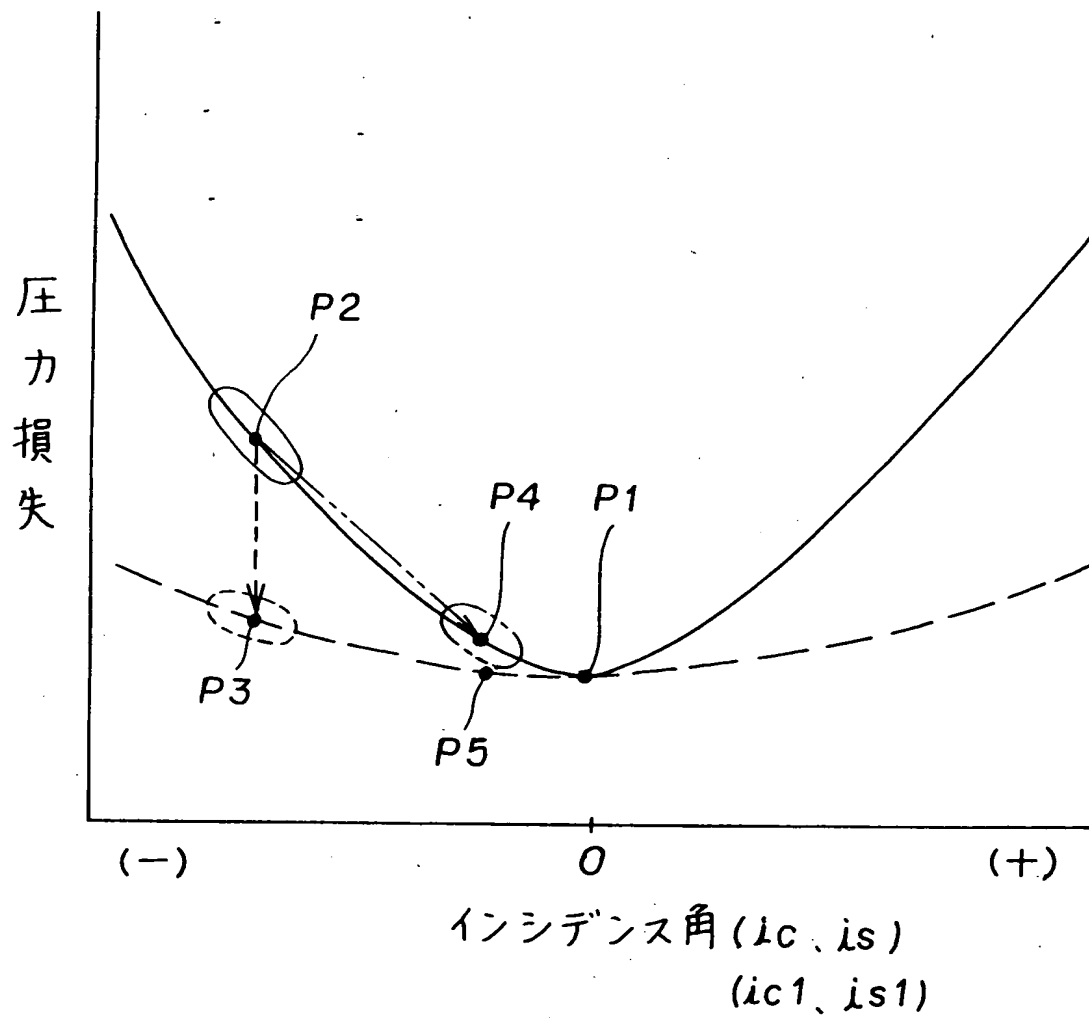


【図 17】



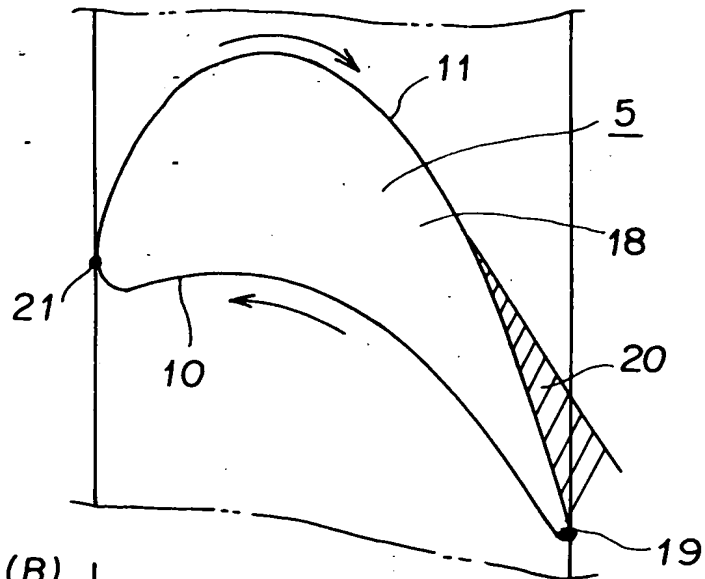


【図18】

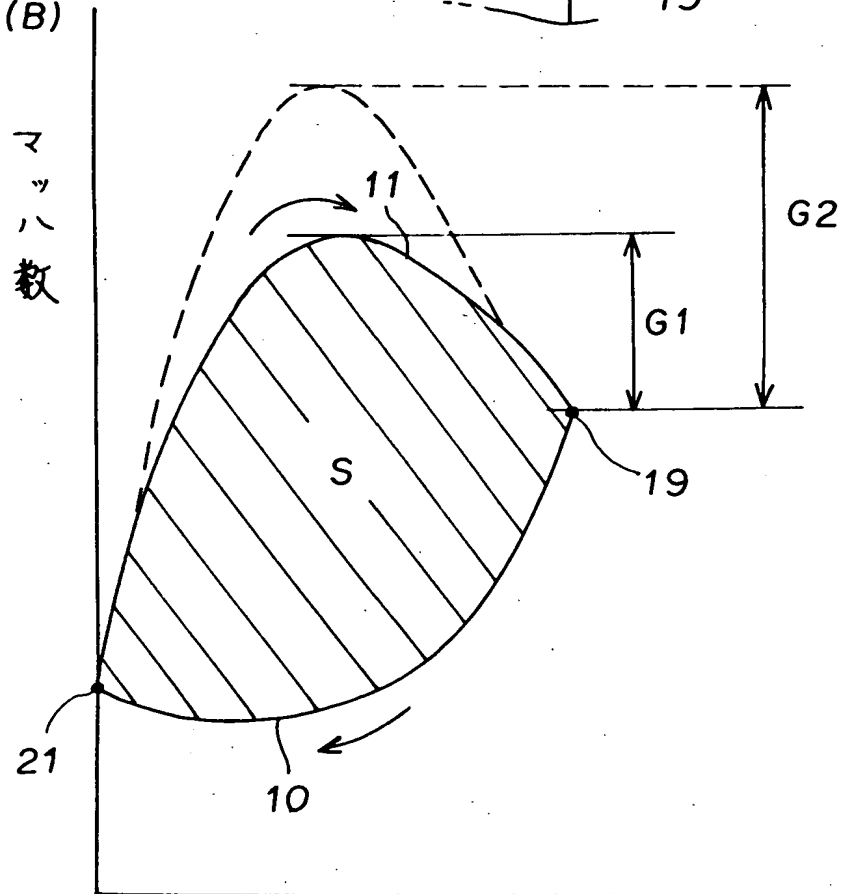


【図19】

(A)



(B)



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 圧力損失を小さくしてタービン効率を向上させることを目的とする。

【解決手段】 前縁インクルーディング角  $\theta_{c1}$ 、 $\theta_{s1}$  を大きくする。この結果、インシデンス角  $i_{c1}$ 、 $i_{s1}$  と圧力損失との相対関係の曲線が緩やかになる。入口メタル角  $\beta_{c1}$ 、 $\beta_{s1}$  を小さくする。この結果、インシデンス角  $i_{c1}$ 、 $i_{s1}$  を小さくすることができる。動翼 5 のチップ部 18 のコード長 26 を大きくする。この結果、動翼 5 のチップ部 18 の背面における減速が小さくすることができる。よって、圧力損失を小さくすることができるので、タービン効率を向上させることができる。

【選択図】 図 1

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 . [000006208]

1. 変更年月日	1990年 8月10日
[変更理由]	新規登録
住 所	東京都千代田区丸の内二丁目5番1号
氏 名	三菱重工業株式会社